Cryo vs Hiper: Un debate mal planteado

Ernesto Gabriel Arias Fernandez
Investigador independiente. redlunar.gabrielarias@gmail.com

Resumen

El debate entre propulsión criogénica e hipergólica suele plantearse como una competencia binaria para determinar cuál es "mejor". Este artículo demuestra que dicha pregunta está mal planteada. La ecuación de Tsiolkovski, aunque matemáticamente correcta, describe un evento impulsivo, no el comportamiento operativo de un sistema de transporte reutilizable. Al incorporar penalizaciones arquitectónicas realistas —fracción estructural ε, almacenamiento de larga duración, aislamiento térmico— se identifican tres regímenes operacionales distintos: hipergólico domina por debajo de 2.1 km/s, metalox entre 2.1 y 2.9 km/s, e hidrolox por encima de 2.9 km/s.

La implicación para arquitecturas lunares es directa: en regímenes de bajo ΔV (descenso y ascenso lunar, ~1.9-2.0 km/s por tramo), los sistemas hipergólicos son objetivamente superiores cuando se consideran las penalizaciones estructurales y operativas. No se trata de una opinión técnica ni de una preferencia ideológica: es la consecuencia directa de aplicar la ecuación de Tsiolkovski junto con fracciones estructurales realistas obtenidas de la literatura especializada.

Se incluye un anexo con la formulación matemática completa del payload efectivo en arquitecturas reutilizables, así como un ejemplo numérico que demuestra cómo pequeñas diferencias en ε pueden compensar ventajas teóricas de Isp.

Palabras clave: propulsión hipergólica, propulsión criogénica, ecuación de Tsiolkovski, fracción estructural, arquitectura lunar, regímenes de ΔV.

---

1. Introducción

En los ámbitos amateur y profesional de la cohetería y la navegación espacial persiste una dicotomía difícil de erradicar: motores criogénicos vs. motores hipergólicos. La discusión se ha vuelto casi tribal, centrada en decidir cuál es "mejor", como si existiera una respuesta universal válida para cualquier misión, cualquier arquitectura y cualquier contexto operativo.

Esta forma de pensar no es inocua. Cuando se instala en el imaginario de ingenieros, gestores de programas y responsables de decisión, puede sesgar la selección de tecnologías durante años o décadas, llevando a arquitecturas subóptimas para el problema real que se intenta resolver.

Este artículo sostiene que esa pregunta está mal planteada. La pregunta correcta no es "qué propelente es mejor", sino "qué propelente es mejor para hacer qué". Y porque creo profundamente en la frase de Magnus Carlsen —*"tener preferencias es tener debilidades"*—, se explicará por qué esta dicotomía, repetida sin contexto, puede convertirse en un sesgo perjudicial al diseñar un sistema de transporte espacial realmente eficiente.

El objetivo de este trabajo es doble. Primero, demostrar que el razonamiento habitual que lleva a los criogénicos como "mejores" es correcto solo dentro del marco mental del lanzador desechable. Segundo, proporcionar una herramienta analítica —la formulación del payload efectivo en función de ΔV, Isp y ε— que permite comparar arquitecturas de propulsión sin caer en falsas dicotomías.

2. El error conceptual: confundir ecuación con sistema

La ecuación de Tsiolkovski es la base de toda la propulsión química [1,2]:

$\Delta V = g_0 \times Isp \times \ln(m_0/m_f)$

Esta ecuación es matemáticamente impecable. Ha sido probada en miles de lanzamientos y es uno de los pilares de la astronáutica. Pero describe **un evento** (un quemado de un cohete), no **un sistema** (una operación logística sostenida en el tiempo) [3].

La ecuación no sabe nada de:

- cuántas veces debe reencenderse un motor a lo largo de su vida útil,
- cuánto tiempo debe esperar el vehículo en la sombra de un cuerpo celeste,
- cuántos ciclos térmicos extremos debe soportar la estructura,
- cuánta masa adicional de tanques requiere cada tipo de propelente,
- cuántos vehículos deben operar en paralelo para sostener una base permanente,
- qué sucede si un motor falla después de cuarenta ciclos de uso,
- cómo se acumulan los buffers de combustible en los depósitos orbitales,
- ni cuántas toneladas por año es capaz de mover el sistema completo [4].

El malentendido nace precisamente cuando se usa una ecuación diseñada para describir un impulso instantáneo para evaluar una arquitectura completa. Es como intentar evaluar la logística de un puerto marítimo mirando únicamente la velocidad máxima de un solo barco.

---

3. La trampa del logaritmo

La ecuación de Tsiolkovski es logarítmica, no lineal. Para ΔV pequeños, la curva de payload crece lentamente; para ΔV altos, la pendiente se dispara. Esta característica matemática tiene implicaciones profundas para la selección de propelentes.

Intuición física: "Ganar un poco más de ΔV" cuesta poco en términos de masa cuando el ΔV ya es bajo. Pero cuando el vehículo opera cerca de su límite teórico, cada metro por segundo extra se vuelve extremadamente caro.

Consecuencia directa: Las diferencias de Isp apenas importan a bajo ΔV. A alto ΔV, en cambio, lo dominan todo. Esto explica por qué los defensores del hidrolox suelen basar su intuición en misiones interplanetarias (ΔV altos) y luego extrapolan esa intuición a la Luna (ΔV moderados) sin ajustar el marco de análisis.

Un ejemplo numérico sencillo: para un ΔV de 1.900 m/s (descenso lunar), un motor con Isp=340 s (hipergólico) necesita un *mass ratio* de aproximadamente 1.77. Un motor con Isp=450 s (hidrolox) necesita un *mass ratio* de aproximadamente 1.54. La diferencia es real, pero no es abismal. Cuando se añaden las penalizaciones estructurales que analizaremos en la sección 5, esa ventaja teórica se reduce drásticamente.

---

4. Tres motores, tres curvas

Para un mismo *mass ratio* (m_0/m_f), dibujemos la curva "payload vs. ΔV" para tres familias de motores representativas de la tecnología actual:

Motor	Tipo	Isp (s)	Referencia
Aestus II / RS-72	Hipergólico	~340	[5]
Raptor	Metalox	~380	[6]
RL10	Hidrolox	~450	[7]

Lo que se observa al superponer las curvas:

1. **A bajo ΔV (< 2 km/s):** Las tres curvas están relativamente cerca. El hipergólico no "se cae del mapa": sigue siendo perfectamente competitivo. La ventaja del hidrolox existe, pero no se traduce en una diferencia dramática de payload.
2. **A ΔV intermedios (2-3 km/s):** La separación entre las curvas comienza a hacerse visible. El hidrolox muestra una ventaja clara, el metalox queda en medio, el hipergólico queda por debajo. Aquí es donde el discurso "más Isp es mejor" parece más convincente.
3. **A ΔV altos (> 3 km/s):** La naturaleza logarítmica se vuelve brutal. Pequeñas diferencias de Isp se traducen en grandes diferencias de payload. El hidrolox domina sin discusión, el metalox sufre, el hipergólico parece inaceptable.

El problema central: La intuición de muchos ingenieros y entusiastas se forma mirando la parte alta de la curva (donde el Isp domina) y luego extrapola esa intuición a todo el resto del problema, incluida la Luna.

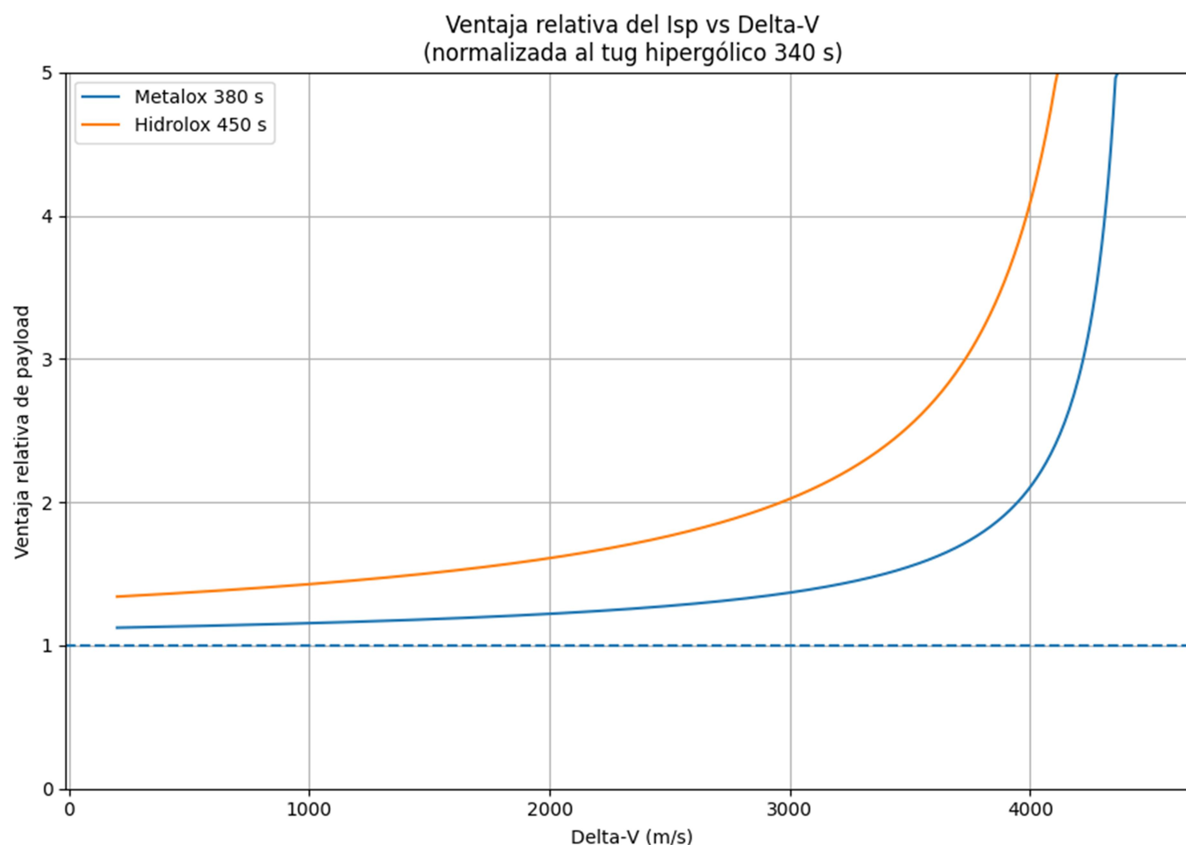


Figura 1: Payload efectivo normalizado vs ΔV para tres familias de propelentes (Isp = 340 s, 380 s, 450 s). Las curvas están calculadas para un mass ratio fijo, sin incluir penalizaciones estructurales adicionales.

Ahora ya no parece tan evidente que los criogénicos tengan una ventaja decisiva para ΔV menores de 2000 m/s. Pero aún falta un detalle fundamental: esta comparación sigue siendo incompleta, porque no incorpora las penalizaciones estructurales que cada tipo de propelente impone al diseño del vehículo.

---

5. La fracción estructural (ε)

El resultado real no depende solo del Isp en ecuación de Tsiolkovski, sino también de la **masa estructural** del vehículo, y particularmente de la **fracción estructural** [8,9]:

ε = Mseca / (Mseca + Mprop)

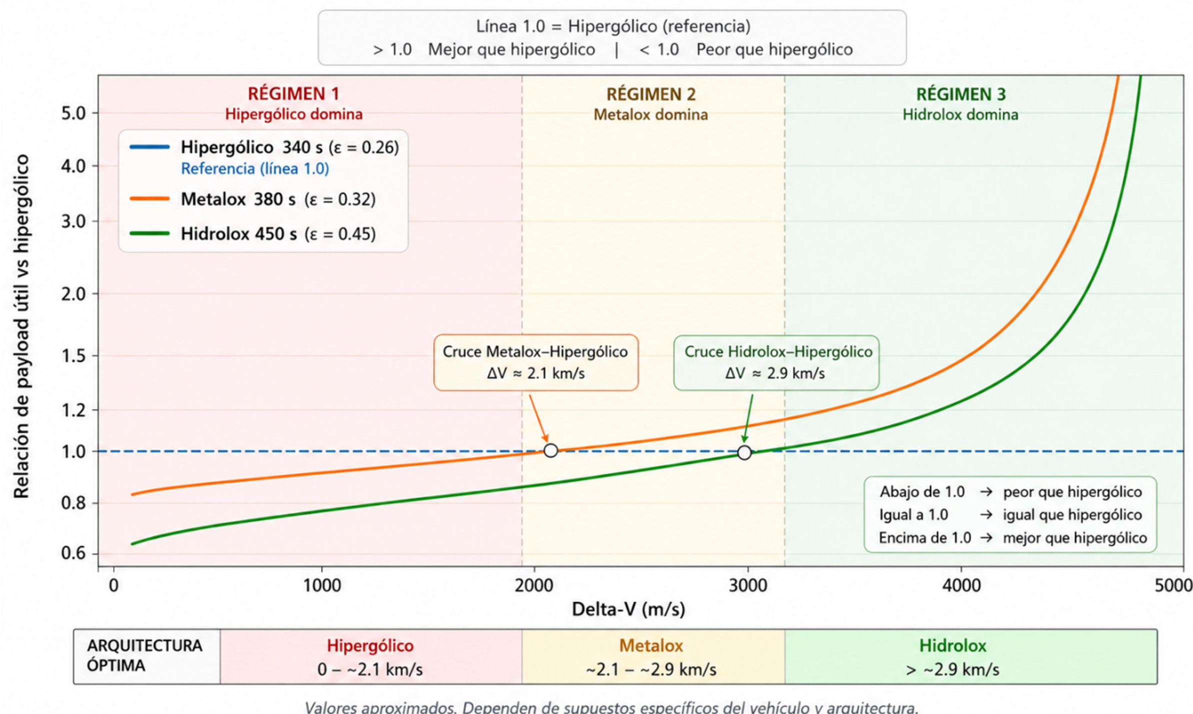
Donde ε representa la penalización estructural total del sistema: tanques, aislamiento, sistemas de gestión térmica, bombas, válvulas, estructura de soporte, etc.

Para vehículos de **larga permanencia orbital** (semanas, meses o años en el espacio), los siguientes valores son realistas y están respaldados por la literatura especializada:

Propulsión	Isp (s)	ε (fracción estructural)	Razones principales
Hipergólico	~340	**0.26**	Alta densidad de propelentes → tanques compactos. Almacenamiento indefinido → sin boil-off. Ausencia de criogenia → sin aislamiento multicapa, sin criocoolers. Infraestructura térmica mínima.
Metalox	~380	**0.32**	Densidad intermedia. Requiere aislamiento moderado y gestión térmica parcial. Boil-off lento pero presente. Aún así, viable para permanencias de varios meses.
Hidrolox	~450	**0.45** (o peor)	Densidad extremadamente baja del LH_2 → tanques de gran volumen, pesados. Requiere aislamiento multicapa, criocoolers, gestión activa del boil-off. Líneas térmicas, redundancia, mayor complejidad energética.

Un sistema hidrolox verdaderamente reutilizable y de larga permanencia (años de funcionamiento en el espacio) probablemente termina con ε significativamente mayor que 0.45 una vez que se incluyen en la masa seca: criocoolers, potencia adicional, redundancia de sistemas, blindaje contra micrometeoritos, sistemas de reliquefacción, tuberías extra para gestión de vapor, y protecciones térmicas adicionales.

Cuando estas penalizaciones se incorporan, el punto de cruce hacia la dominancia del hidrolox se desplaza hacia ΔV mucho más altos.



Implicación clave: En el régimen de ΔV inferior a aproximadamente 2000-2500 m/s, la fracción estructural ε puede ser más importante que el propio Isp. Un sistema hipergólico con ε=0.26 puede entregar más payload neto que un sistema hidrolox con ε=0.45, a pesar de su menor Isp, simplemente porque "paga" menos masa estructural por cada kilogramo de propelente transportado.

---

6. Los regímenes operacionales

Aplicando rigurosamente la ecuación de Tsiolkovski junto con las penalizaciones estructurales realistas (los valores de ε propuestos en la sección anterior), emergen **tres regímenes operacionales** claramente diferenciados [10]:

Régimen	ΔV	Propulsión dominante	Ejemplos de aplicación
Hipergólico	< 2.1 km/s	Hipergólico	Descenso lunar, ascenso lunar, maniobras orbitales, acoplamiento, repostaje
Metalox (transición)	2.1 - 2.9 km/s	Metalox	Inyección translunar (TLI), captura orbital, misiones de transición
Hidrolox	> 2.9 km/s	Hidrolox	Escape terrestre a planetas exteriores, misiones interplanetarias de alta energía

No existe un sistema universalmente "mejor" o "peor". Existen distintos regímenes de operación, y cada régimen favorece diferentes soluciones tecnológicas. Esta afirmación no es una opinión: es la consecuencia directa de aplicar la ecuación de Tsiolkovski con valores de ε obtenidos de la literatura especializada.

Es importante señalar que este desarrollo **omite deliberadamente** toda consideración relativa a: complejidad técnica y dificultad operativa, fiabilidad y mantenibilidad, costes de desarrollo, producción y operación, plazos de maduración tecnológica.

De forma intencionadamente **conservadora y favorable a los sistemas criogénicos**, el análisis parte del supuesto extremadamente optimista de que todos los problemas técnicos asociados al hidrolox (boil-off, transferencia orbital de criogénicos, crioconservación de larga duración, producción de energía para refrigeración activa, incremento de complejidad sistémica y degradación operativa) han sido plenamente resueltos. Esta hipótesis dista mucho de haber sido demostrada en operaciones espaciales sostenidas, pero se adopta para no dar ventaja adicional a los sistemas hipergólicos.

Incluso bajo estas condiciones favorables a los criogénicos, el análisis muestra que, en la Luna, los hipergólicos son la opción óptima.

ANEXO A — FORMULACIÓN DEL PAYLOAD EFECTIVO EN ARQUITECTURAS REUTILIZABLES

La ecuación clásica de Tsiolkovski describe la relación entre Delta-V y mass ratio para un evento impulsivo ideal [1,2]:

$$DeltaV = g_0 \cdot Isp \cdot ln(m_0 / mf)$$

donde:

- **DeltaV** = cambio total de velocidad requerido (m/s)
- $\mathbf{g_0}$ = gravedad estándar (9.80665 m/s²)
- **Isp** = impulso específico (s)
- $\mathbf{m_0}$ = masa inicial (estructura + carga + propelente)
- $\mathbf{m_f}$ = masa final después de la combustión (estructura + carga)

Sin embargo, en arquitecturas reutilizables de transporte cis-lunar, la **masa seca** no puede considerarse despreciable ni independiente del sistema de almacenamiento y operación. Un vehículo que debe operar durante años no puede ser tratado como una etapa desechable.

Por ello, resulta necesario introducir explícitamente la **fracción estructural**:

$$\varepsilon = Mdry / (Mdry + Mprop)$$

donde:

- **ε** = fracción estructural (adimensional, entre 0 y 1)
- **Mdry** = masa seca del vehículo (tanques, motores, estructura, sistemas)
- **Mprop** = masa de propelente

La masa inicial total puede expresarse como:

$$m_0 = Mpayload + Mdry + Mprop$$

y la masa final (después de consumir el propelente) como:

$$mf = Mpayload + Mdry$$

Definiendo la **relación de masas** de Tsiolkovski:

$$R = exp(DeltaV / (g_0 \, x \, Isp))$$

se obtiene la relación entre masas inicial y final:

$$R = (Mpayload + Mdry + Mprop) / (Mpayload + Mdry)$$

Despejando la masa de propelente:

$$Mprop = (R - 1) \, x \, (M_payload + M_dry)$$

Sustituyendo la definición de fracción estructural, que relaciona M_dry con M_prop:

$$Mdry = [\varepsilon / (1 - \varepsilon)] \, x \, M_prop$$

y reorganizando términos, se obtiene la expresión del **payload efectivo normalizado**:

$$\lambda = Mpayload / m_0$$

y tras las sustituciones correspondientes:

$$\lambda = (1 - \varepsilon \, x \, R) / R$$

Reemplazando R por su expresión exponencial:

$$R = exp(DeltaV / (g_0 \, x \, Isp))$$

se obtiene la fórmula general:

$$\boldsymbol{\lambda = [1 - \varepsilon \, x \, exp(DeltaV / (g_0 \, x \, Isp))] / exp(DeltaV / (g_0 \, x \, Isp))}$$

donde:

- **λ** = fracción útil efectiva transportada por unidad de masa inicial (payload / m_0)
- **R** = relación de masas derivada de Tsiolkovski
- **ε** = penalización estructural y operacional efectiva

Ejemplo numérico con la formulación (caso lunar):

Supongamos un descenso lunar con ΔV = 1.900 m/s, comparando dos arquitecturas:

Arquitectura	Isp (s)	ε	λ (payload / m_0)
Hipergólica	340	0.26	0.413 (41.3% de la masa inicial es payload)
Hidrolox (optimista)	450	0.45	0.324 (32.4% de la masa inicial es payload)

Resultado: A pesar de su menor Isp, el sistema hipergólico entrega un **27.5% más de payload** que el sistema hidrolox para el mismo ΔV, simplemente porque su fracción estructural es más baja.

Este ejemplo numérico demuestra la tesis central del artículo: **en regímenes de ΔV moderados, la fracción estructural ε puede ser más importante que el Isp.**

Esta formulación muestra que el desempeño real de un sistema reutilizable no depende únicamente del impulso específico, sino también de las penalizaciones estructurales y operacionales asociadas a cada tecnología de propulsión.
En regímenes de DeltaV moderados (como los que dominan las operaciones de descenso y ascenso lunar), pequeñas diferencias en ε pueden superar la ventaja teórica derivada de un mayor Isp, desplazando el punto de cruce entre arquitecturas hipergólicas, metalox e hidrolox hacia valores de ΔV más altos de lo que sugeriría un análisis basado exclusivamente en Isp.

---

7. Conclusión

La cuestión verdaderamente relevante no es qué propelente tiene mayor Isp en términos absolutos, sino **en qué régimen operacional va a vivir el sistema de transporte diseñado**.
La pregunta correcta que todo ingeniero de sistemas debería hacerse es:

- ¿En qué rango de ΔV operará realmente el vehículo?
- ¿Estoy diseñando para un régimen donde el Isp domina completamente el comportamiento del sistema ($\Delta V > 2.9$ km/s)?
- ¿O estoy diseñando para un régimen donde las diferencias entre curvas son aún relativamente pequeñas y comienzan a adquirir mayor importancia factores como la densidad del propelente, la compactación estructural, la masa de tanques, la reiniciabilidad, la simplicidad operacional, la robustez y la capacidad de permanencia orbital de larga duración ($\Delta V < 2.1$ km/s)?

En la Luna, los ΔV de descenso y ascenso (~1.9-2.0 km/s por tramo) caen claramente dentro del **régimen hipergólico**. Por lo tanto, para una base lunar permanente con operaciones logísticas continuas (múltiples viajes de ida y vuelta cada año), los sistemas hipergólicos son objetivamente superiores cuando se consideran las penalizaciones estructurales y operativas realistas.

No hay un "mejor" propelente universal. Hay un régimen de ΔV, y hay que elegir la herramienta adecuada para ese régimen. Ignorar esta premisa conduce a arquitecturas subóptimas, sobrecostes y complejidad innecesaria.

---

8. Referencias

[1] G. P. Sutton and O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*, 9th ed. Wiley, 2017.

[2] R. W. Humble, G. N. Henry, and W. J. Larson, *Space Propulsion Analysis and Design*. McGraw-Hill, 1995.

[3] J. R. Wertz and W. J. Larson, *Space Mission Analysis and Design*, 3rd ed. Microcosm Press, 1999.

[4] NASA, *Space Transportation System Architecture Studies*, NASA SP-6105, 1974.

[5] Astrium/ESA, *Aestus II (RS-72) Engine Technical Overview*, ESA Propulsion Division, 2002.

[6] SpaceX, "Raptor Engine Overview," IAC Presentations, 2016–2020.

[7] Aerojet Rocketdyne, *RL10 Upper Stage Engine Fact Sheet*, 2018.

[8] AIAA Paper 2012-4335, "Structural Mass Fractions for Cryogenic Upper Stages," 2012.

[9] D. W. Plachta, "Cryogenic Propellant Storage for Long-Duration Space Missions," *Cryogenics*, Vol. 40, No. 4, 2000.

[10] Jet Propulsion Laboratory (JPL), *Interplanetary Mission Design Handbook*, JPL Publication 82-43, Pasadena, CA.